






## Method for controlling the lateral dispersion of projectiles stabilised by means of gyroscopic effect

**Patent number:** FR2764689  
**Publication date:** 1998-12-18  
**Inventor:** FREHAUT JEAN PIERRE; TARAYRE PASCAL;  
LABROCHE JEAN PAUL  
**Applicant:** TDA ARMEMENTS SAS (FR)  
**Classification:**  
- **International:** F42B10/14; F42B10/60; F41G3/04  
- **European:** F42B10/14  
**Application number:** FR19970007352 19970613  
**Priority number(s):** FR19970007352 19970613

**Also published as:**

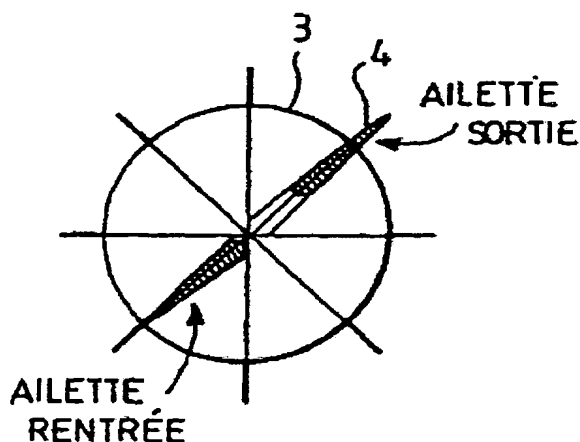
 EP0884554 (A1)  
 EP0884554 (A1)  
 EP0884554 (B1)  
 DE69813381T (T2)  
 DE69813381D (T2)

Abstract not available for FR2764689

Abstract of corresponding document: **EP0884554**

The lateral divergence control procedure involves modulating the acceleration of the horizontal divergence of a projectile due to the gyroscopic effect by varying the centre of its aerodynamic thrust. This is achieved by equipping the rear section (3) of the projectile with retractable fins (4) to modify the pressure distribution on the projectile at any given instant during its trajectory. The centre of thrust is moved towards the rear of the projectile to apply the required divergence projection.

The fins are deployed radially at a predetermined angle in relation to the projectile's lengthwise axis so as not to counteract its roll speed. In certain cases the fins can be deployed by the effect of centrifugal forces.



**FIG.10**

Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

⑫ Date de dépôt : 13.06.97.

⑬ Priorité :

⑭ Date de mise à la disposition du public de la demande : 18.12.98 Bulletin 98/51.

⑮ Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑯ Références à d'autres documents nationaux apparentés :

⑰ Demandeur(s) : TDA ARMEMENTS SAS SOCIETE PAR ACTIONS SIMPLIFIEE — FR.

⑱ Inventeur(s) : LABROCHE JEAN PAUL, FREHAUT JEAN PIERRE et TARAYRE PASCAL.

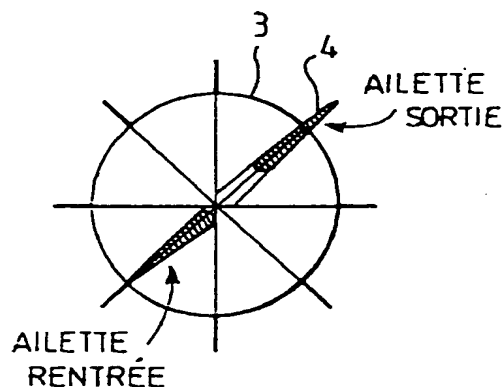
⑲ Titulaire(s) :

⑳ Mandataire(s) : THOMSON CSF.

① PROCEDE POUR LE CONTROLE DE LA DISPERSION LATERALE DES MUNITIONS STABILISEES PAR EFFET GYROSCOPIQUE.

② Le procédé consiste à moduler l'accélération de dérivation horizontale due à l'effet gyroscopique créé par la force de pesanteur sur la munition, en faisant varier le centre de poussée aérodynamique de la munition. L'effet est obtenu en plaçant à l'arrière (3) de la munition des ailettes escamotables (4) qui sont sorties à l'instant où la correction doit être appliquée.

Application: obus d'artillerie.



La présente invention concerne un procédé pour le contrôle de la dispersion latérale au sol de munitions d'artillerie stabilisées par effet gyroscopique ainsi qu'une munition faisant application de ce procédé. Elle s'applique notamment à l'amélioration de l'efficacité des munitions d'artillerie surtout dans le cadre des munitions à portée augmentée.

L'amélioration de la précision du point d'impact des munitions d'artillerie se justifie par le fait qu'elle permet le traitement de cibles en exigeant un nombre réduit de munitions mais aussi en raison de l'augmentation de portée actuellement envisagée des munitions futures qui va de pair avec une dégradation de la précision des points d'impact.

Pour satisfaire ces besoins, il est connu de doter les munitions de dispositifs aptes à les localiser. Ceux-ci mettent en œuvre des systèmes de navigation, comme le système connu sous l'abréviation anglo-saxonne GPS de « Global Positioning system » ou encore des centrales inertielle bas coût. Ces systèmes permettent, dans un premier temps, de corriger les angles de pointage pour les tirs futurs à partir de mesures de trajectoire réelle du premier obus tiré, sans qu'il soit nécessaire de placer des observateurs avancés sur les points d'impact et dans un deuxième temps, de corriger directement la trajectoire réelle, en utilisant des dispositifs de contrôle adaptés, embarqués dans la munition. Le deuxième procédé est plus complexe, mais offre l'avantage d'éviter les tirs d'ajustement, ce qui est doublement intéressant d'un point de vue opérationnel par l'effet de surprise obtenu qui ne permet pas à la cible de quitter la zone visée et par la réduction du temps nécessaire pour réaliser un tir au but ce qui permet au tireur de quitter rapidement la position de tir, et diminue fortement la probabilité de localisation du tireur par les radars de contre-batterie.

La correction de trajectoire des munitions s'effectue suivant deux étapes :

Une première étape consiste à corriger uniquement les erreurs en portée. Il suffit d'une action dans le plan vertical, qui peut être réalisée de façon relativement simple, en visant volontairement au-delà de la cible, et en contrôlant la traînée aérodynamique par un système d'aérofrein. La courbure de la trajectoire est ainsi modulée. Au cours de cette action, le contrôle de

la portée met en jeu des forces purement axiales, et ne requiert que des informations de localisation de la munition.

La deuxième étape, plus difficile à atteindre, consiste à corriger également les erreurs latérales en mettant en œuvre par exemple des actionneurs développant des forces perpendiculaires à la vitesse de déplacement de la munition, c'est-à-dire sensiblement perpendiculaire à l'axe de révolution. Dans ce cas, la connaissance de la position angulaire des actionneurs par rapport à une référence terrestre, verticale par exemple, est requise.

10 La correction de trajectoire se situe en principe dans une direction relativement peu évolutive par rapport à une référence terrestre, tout au moins tant que l'amplitude de la correction demandée est suffisamment importante.

Lorsque la munition tourne en roulis, il faut que les actionneurs, dans le cas où ils sont liés à la munition, commutent à une fréquence double de la fréquence de roulis afin de réaliser un « redressement » de la force générée, pour obtenir une valeur moyenne de la force résultante non nulle. La direction de la force moyenne est ajustée en jouant sur les instants de commutation.

20 Le mode de fonctionnement décrit précédemment est envisageable pour des munitions à roulis modéré jusqu'à 30 tours/s par exemple. En revanche, il semble difficilement applicable à des munitions stabilisées par effet gyroscopique car leur vitesse de roulis est alors trop élevée, elle est de l'ordre de 300 tours/s pour une munition de 155 mm et les performances dynamiques attendues de l'actionneur apparaissent dans ce cas incompatibles des systèmes aéromécaniques classiques à gouvernes par exemple.

25 A l'heure actuelle, deux procédés exploitant des principes d'actionneurs classiques, tels que décrits ci-avant, apparaissent pouvoir être envisagés.

30 Le premier procédé peut consister à utiliser des organes piézo-électriques qui permettent d'atteindre des fréquences de commutation élevées. Cependant, ceux-ci risquent de ne pas satisfaire les amplitudes de déformations requises.

Le deuxième procédé peut consister à utiliser des organes de correction découplés en roulis du reste de la munition. Mais un tel procédé se heurte à des problèmes de réalisation des roulements de découplages qui doivent résister à l'accélération initiale au moment du tir et présenter de  
5 faibles frottements.

Le but de l'invention est de pallier les inconvénients précités.

A cet effet, l'invention a pour objet un procédé pour le contrôle de la dispersion latérale de munitions stabilisées à effet gyroscopique caractérisé en ce qu'il consiste à moduler l'accélération de dérivation  
10 horizontale due à l'effet gyroscopique en faisant varier le centre de poussée aérodynamique de la munition.

L'invention a également pour objet une munition faisant application du procédé précité.

Le procédé et le dispositif selon l'invention ont pour avantage  
15 qu'ils requièrent un aménagement simple des munitions stabilisées en rotation par effet gyroscopique ne nécessitant aucune commutation rapide d'actionneurs, aucun découplage d'actuateurs et surtout aucun moyen de mesure de référence de verticale.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront  
20 à l'aide de la description qui suit faite en regard des dessins annexés qui représentent :

- la figure 1, la trajectoire d'une munition relativement à l'horizontale,
- la figure 2, les dispositions relatives sur l'axe longitudinal du  
25 centre de poussée et du centre de gravité d'une munition,
- les figures 3 et 4, l'évolution de l'accélération latérale en fonction d'un paramètre de stabilité  $u$ ,
- la figure 5, un graphe montrant une dérivation de munition en fonction de la distance du point d'impact,
- 30 - la figure 6, un exemple de dépointage de tir pour centrer les corrections,
- les figures 7 et 8, un exemple de déplacement des centres de poussée après correction,
- la figure 9, un exemple d'implantation d'ailettes radiales de  
35 correction sur le corps de la munition,
- la figure 10, les ailettes de la figure 9 en position déployée, et
- les figures 11 et 12, un exemple de calage d'ailettes selon l'invention sur un culot de munition.

La dérivation gyroscopique des obus à forte vitesse de roulis, est un phénomène physique se traduisant par une déviation latérale continue de la trajectoire, qui peut atteindre plusieurs centaines de mètres en fin de trajectoire. A titre d'exemple, la déviation latérale d'un obus de 155 de portée 27 km, en fonction de la distance horizontale parcourue est de l'ordre de 800 m.

Qualitativement, le phénomène peut s'analyser de la façon suivante :

a) La pesanteur provoque la courbure de la trajectoire, c'est-à-dire la rotation du vecteur vitesse vers le bas.

b) Les conditions de stabilité gyroscopique étant supposées remplies (vitesse de rotation autour de son axe longitudinal suffisante), la munition suit son vecteur vitesse avec un certain trainage, mais à la même vitesse de rotation.

c) La vitesse de rotation de la munition autour de son axe longitudinal encore appelé SPIN, induit par réaction gyroscopique un couple autour de l'axe vertical (couple gyroscopique).

d) Le couple gyroscopique fait apparaître un angle de dérapage entre l'axe du projectile et son vecteur vitesse. Cet angle s'établit à une valeur d'équilibre telle que le moment aérodynamique qu'il induit compense le couple gyroscopique.

L'angle de dérapage correspond à une rotation autour de l'axe vertical et se situe donc dans un plan horizontal. La force de portance associée est elle même horizontale, et produit la dérivation de trajectoire.

Le phénomène de dérivation gyroscopique conduit à une déviation horizontale qui est la réponse naturelle de la munition à la sollicitation verticale de la pesanteur. La dérivation est à droite de la ligne de tir, pour un projectile tournant dans le sens positif autour de son axe de spin.

Vu l'ordre de grandeur de la dérivation gyroscopique par rapport à l'amplitude des dispersions latérales, il est envisageable selon l'invention de corriger ces dernières en modulant l'amplitude de dérivation.

La dérivation gyroscopique se traduit par une accélération latérale horizontale  $\Gamma_D$ , qui s'exprime à partir des grandeurs définies ci-après :

g : accélération de la pesanteur

A : inertie de la munition autour de son axe longitudinal (axe de spin)

m : masse de la munition

V : vitesse de la munition

5  $\gamma$  : pente de la trajectoire

p : vitesse de roulis de la munition

$x_F$  : abscisse du centre de poussée aérodynamique F par rapport au centre de gravité G de la munition.

10 Le vecteur de vitesse  $\vec{V}$  est comme le montre la figure 1 tangent à la trajectoire et sa direction par rapport à l'horizontale définit la pente de la trajectoire.

Pour les munitions stabilisées par effet gyroscopique, le centre de poussée aérodynamique F se situe en avant du centre de gravité G comme représenté sur la figure 2 qui représente une munition sous la forme d'un obus composé d'un corps cylindrique 1, d'une tête conique 2 et d'un culot 3.

15 Par analogie, aux munitions empennées stabilisées par effet aérodynamique, le paramètre  $x_F$  est dénommé par la suite « marge statique ».

20 La vitesse de spin étant supposée assez grande pour assurer la stabilité, l'accélération  $\Gamma_D$  s'établit après stabilisation des mouvements transitoires du projectile à la valeur suivante :

$$\Gamma_D = g \cos \gamma \frac{\frac{Ap}{mv x_F}}{1 + \left( \frac{Ap}{mv x_F} \right)^2} \quad (1)$$

Pour une trajectoire de pente  $\gamma$  donnée,  $\Gamma_D$  ne dépend que du paramètre suivant :

25 
$$u = \frac{Ap}{mV x_F} \quad (2)$$

et s'exprime par :

$$\Gamma_D = g \cos \gamma \frac{u}{1 + u^2} \quad (3)$$

La condition de stabilité de la munition impose de plus que le coefficient de stabilité essentielle s, donné par :

$$s = \frac{A^2 p^2}{2B\rho v^2 S C_{z\alpha} x_F} \quad (4)$$

Vérifie l'inégalité :  $s \geq 1$

Dans laquelle :

B représente l'inertie de tangage/lacet

5  $\rho$  est la masse volumique de l'air

S est la surface de référence (  $= \frac{\pi D^2}{4}$  avec D=calibre)

et  $C_{z\alpha}$  est le gradient de portance

En fonction du paramètre u, la condition nécessaire de stabilité

devient :

$$10 \quad u \geq \frac{2B\rho V S C_{z\alpha}}{mAp} \quad (5)$$

Habituellement, la condition de stabilité la plus sévère se situe au début du vol de la munition  $\rho$ ,  $\frac{V}{p}$  et  $C_{z\alpha}$  étant maximum en sortie du tube de

lancement de la munition. Pour un projectile de 155 mm, les ordres de grandeur sont les suivants :

$$15 \quad B = 1,715 \text{ m}^2\text{kg}$$

$$A = 0,159 \text{ m}^2\text{kg}$$

$$m = 46,95 \text{ kg}$$

$$S = 0,01886 \text{ m}^2$$

$$\frac{V_0}{p_0} = 0,5 \text{ m/rd}$$

$$20 \quad C_{z\alpha} = 2,78$$

$$\text{et } \rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

D'où la condition de stabilité :

$$u \geq 0,0147$$

L'évolution de  $\Gamma_D = g \cos \gamma \frac{u}{1+u^2}$  est représentée sur les figures

25 3 et 4. La figure 3 est une représentation globale de la fonction. Avec les valeurs numériques utilisées ci-avant (projectile de 155 mm) le paramètre u évolue au cours du vol dans la plage suivante :

$$0,026 \leq u \leq 0,041$$

La plage de variation ne concerne donc que le début de la courbe

30  $\Gamma_D = f(u)$  qui est représentée à la figure 4.



L'examen de la courbe montre que  $\Gamma_D$  est quasiment linéaire en fonction de  $u$  et que l'accélération latérale peut être facilement modifiée à condition de faire varier le paramètre  $u$ .

Il est d'ailleurs préférable d'augmenter  $u$ , ce qui offre plus de possibilité de variation et de surcroît, renforce la stabilité de la munition.

D'après la relation (3) et pour une trajectoire dont le profil de pente  $\gamma$  est donné, il apparaît que l'accélération de dérivation ne dépend que du paramètre :  $u = \frac{Ap}{mVx_F}$ , défini par la relation (2) qui lui-même s'exprime

en fonction du moment cinétique  $Ap$ , de la quantité de mouvement  $mV$  et de la marge statique  $x_F$ .

La quantité de mouvement  $mV$  et le moment cinétique  $Ap$  résultent essentiellement des conditions initiales données par le tube de lancement à l'instant du tir.

Il n'est pas envisageable de modifier la quantité de mouvement de la munition car cela influencerait profondément sur sa portée.

Il peut paraître par contre envisageable de modifier son moment cinétique. Pour ce faire, deux moyens sont possibles consistant à diminuer ou augmenter la vitesse de roulis.

Une diminution de la vitesse de roulis peut être obtenue par exemple par des freins aérodynamiques. Cependant ceux-ci diminuent la marge de stabilité de la munition. De plus, cela entraîne une diminution de paramètre  $u$ , et offre donc peu de marge de correction.

Une augmentation de la vitesse de roulis peut être obtenue par un procédé énergétique de type propulseur. A titre d'exemple, pour doubler l'accélération de dérivation à mi-trajectoire, il suffit pratiquement de doubler la valeur de  $u$ , c'est-à-dire d'augmenter la vitesse de roulis d'un facteur 2. A mi trajectoire, la variation de  $p$  à communiquer est alors d'environ :  $\Delta p = 200$  tours/s. Compte tenu de l'inertie en roulis et en supposant que le couple d'accélération est obtenu par des tuyères situées à la périphérie du projectile, l'impulsion à communiquer est de l'ordre de :

$$I = 2600 \text{ N.s}$$

Cependant cette solution présente l'inconvénient qu'elle requiert une masse de poudre d'environ 1,3 kg ce qui compte tenu des coefficients

de remplissage des propulseurs risque d'être rédhibitoire vis-à-vis de l'architecture de la munition.

Une troisième solution mise en œuvre par l'invention consiste à modifier la marge statique  $x_F$ .

- 5 Le procédé selon l'invention consiste à faire varier directement la position du centre de poussée  $F$  qui résulte de la répartition des pressions dues à l'écoulement de l'air sur la surface de la munition. A titre indicatif, pour un projectile de 155 mm, les ordres de grandeur suivants peuvent être retenus :
- 10 - centre de gravité à 2,16 calibres (335 mm) du culot.  
 - centre de poussée variable en fonction du nombre de Mach  $M$  :  
 à  $M = 3$   $x_F = 1,612$  calibres = 250 mm  
 à  $M = 1$   $x_F = 2,826$  calibres = 438 mm } en avant du centre de gravité

La correction de trajectoire se situe dans la phase descendante de la trajectoire, c'est-à-dire plutôt aux alentours de  $M = 1$ .

- 15 Une variation exploitable de la dérivation gyroscopique peut être obtenue en diminuant la marge statique  $x_F$  d'environ 1 à 1,5 calibres. Des simulations montrent qu'il est alors possible d'augmenter la dérivation de 200 à 300 m par rapport à sa valeur normale de 800 m (voir figure 8 : dérivation latérale en diminuant la marge statique de 30% à partir de
- 20  $t = 30$  s). Ce qui donne un potentiel de correction de 300 m maximum qui est toutefois modulable, en déclenchant la variation de marge statique plus ou moins tôt, en faisant implicitement l'hypothèse que la variation de la marge statique  $x_F$  est de type « one shoot », en anglais, c'est-à-dire unique, par tout ou rien et non réversible. La correction est toujours dans le même sens,
- 25 vers la droite de la ligne de tir. Afin de recentrer la correction, et d'être apte à rattraper les erreurs de signe quelconque, a priori symétriques autour de 0, il suffit de décaler le pointage en azimut du tube lanceur vers la gauche de façon à compenser systématiquement la moitié de la correction maximale possible.

- 30 Ainsi, en désignant par  $\Delta_c$  l'amplitude de correction réalisable (par exemple :  $\Delta_c = 300$  m) et  $X_{\max}$  la portée visée, l'angle de site de tir doit être décalé de :

$$\Delta s = \frac{\Delta_c}{2X_{\max}} \quad (6)$$

Pour modifier le point d'application de la résultante des forces de pression sur la munition, il suffit selon l'invention de déployer, comme le montrent les figures 9 et 10, au moment souhaité pour le début de correction, des voilures 4 dont la portance combinée à celle de la munition

5 fournit la marge statique voulue.

A la différence des systèmes classiques de gouvernes, qui doivent être orientés pour infléchir la trajectoire dans la direction de la cible, les voilures 4 mises en œuvre ici restent fixes après déploiement. Leur rôle est uniquement de modifier le centre de poussée aérodynamique F afin de

10 faire varier la marge statique  $x_F$ .

Les voilures 4 doivent être de plus calées angulairement, comme représenté sur la figure 9, de façon à entretenir la vitesse de roulis de la munition.

A titre d'exemple, pour un projectile de 155 mm, dont le centre de poussée est situé très à l'avant du projectile surtout pendant la phase où la correction est susceptible d'être commandée, la figure 10 montre l'emplacement de la force aérodynamique F pour Mach = 1 et montre la plage dans laquelle elle doit être positionnée. Cette dernière s'obtient dans l'exemple en reculant le point d'application de la force F de 1 à 1,45

15

20 calibres pour obtenir une modulation de déviation latérale suffisante.

L'examen de la figure 8 montre que pour obtenir le recul souhaité pour le centre de poussée, la seule solution réaliste est de déployer les voilures 4 en arrière du centre de gravité.

Afin de rendre maximum l'effet des voilures 4 et de réduire au maximum leurs dimensions tout en conservant une certaine modularité à la munition corrigée, les voilures 4 sont placées au niveau du culot 3 du projectile.

25

En désignant par :

- 30  $F_0$ , le centre de poussée de la munition sans ailettes  
 $F_1$ , le centre de poussée de la munition avec ailettes  
 $x_{F_0}$ , la marge statique de la munition sans ailettes  
 $x_{F_1}$ , la marge statique de la munition avec ailettes  
 $P_c$ , la portance du corps sans ailettes (appliquée en  $F_0$ )  
 $P_a$ , la portance des ailettes  
35 et  $L_a$ , le bras de levier de la portance ailettes ( $L_a < 0$ ).

La marge statique avec ailettes se calcule en considérant le moment de la force résultante. On obtient suivant le diagramme de répartition des forces de la figure 8 :

$$x_{F_1} = \frac{P_c x_{F_0} + P_a L_a}{P_c + P_a} \quad (7)$$

- 5 Avec huit ailettes radiales de surface unitaire  $S_a$  implantées comme sur la figure 9 la portance  $P_a$  est approximativement donnée par la relation :

$$P_a = 4 S_a \bar{q} C_{Na} \quad (8)$$

où  $\bar{q}$  est la pression dynamique de l'écoulement et  $C_{Na}$  est le

- 10 coefficient de portance d'une ailette.

Compte tenu des interactions avec le corps cylindrique de la munition, on peut considérer que :

$$C_{Na} = 8\alpha$$

où  $\alpha$  est l'incidence du corps.

- 15 La portance de la munition s'exprime par :

$$P_c = \bar{q} S_c C_{Nc} \quad (9)$$

où  $S_c$  est la surface du maître couple  $\frac{\pi D^2}{4}$  et  $C_{Nc}$  le coefficient

de portance du corps.

$$\text{Pratiquement : } C_{Nc} = 2\alpha$$

- 20 La surface requise pour une ailette 4 s'exprime alors :

$$S_a = \frac{S_c C_{Nc}}{4 C_{Na}} \cdot \frac{x_{F_0} - x_{F_1}}{x_{F_1} - L_a} \quad (10)$$

En prenant comme exemple :

$$x_{F_0} = 2,8 \text{ calibres}$$

$$x_{F_1} = 1,3 \text{ calibres (recul de 1,5 calibres)}$$

- 25  $L_a = 2,1 \text{ calibres}$

La relation (10) donne :

$$S_a = 5,2 \text{ cm}^2$$

- 30 Ce qui correspond à des ailettes de dimension relativement modestes, faciles à intégrer au niveau du culot 3 par un montage radial comme indiqué sur la figure 10.

Dans ce cas, le déploiement des ailettes 4 peut être obtenu naturellement par effet centrifuge.

Afin de ne pas contrarier la vitesse de roulis de la munition, les ailettes sont calées angulairement par rapport à l'axe du projectile, comme l'indique la figure 11.

Le calage vérifie la relation :

5 
$$\operatorname{tg} \eta = \frac{pd}{V} \quad (11)$$

où d est la distance entre l'axe du projectile et le centre de gravité de l'ailette.

A titre d'exemple, pour :

10  $p = 200 \text{ t/s}$

$$V = 350 \text{ m/s}$$

$$d = 0,09 \text{ m}$$

La relation (11) donne :  $\eta = 17,9^\circ$ .

## REVENDEICATIONS

1. Procédé pour le contrôle de la dispersion latérale de munitions (1) stabilisées à effet gyroscopique caractérisé en ce qu'il consiste à  
5 moduler l'accélération de dérivation horizontale due à l'effet gyroscopique en faisant varier le centre de poussée aérodynamique F de la munition (1).
2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il  
10 consiste à placer à l'arrière (3) de la munition des ailettes escamotables (4) pour modifier à un instant déterminé de la trajectoire la répartition de pression sur la munition en déplaçant le centre de poussée vers l'arrière de la munition pour appliquer la correction de dispersion requise.
3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce qu'il  
15 consiste à caler les ailettes (4) radialement à la munition (1) avec un angle d'inclinaison déterminé relativement à l'axe longitudinal de la munition (1) pour ne pas contrarier sa vitesse de roulis.
4. Munition stabilisable en rotation par effet gyroscopique pour la  
20 mise en œuvre du procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, du type comprenant un corps cylindrique (1) disposé entre une tête conique (2) et un culot (3) caractérisé en ce qu'elle comprend des ailettes (4) escamotables disposées radialement sur le culot (3) pour corriger lorsqu'elles sont déployées, la dérivation horizontale de la munition due à  
25 l'effet gyroscopique.
5. Munition selon la revendication 4, caractérisée en ce que les ailettes (4) sont inclinées relativement à l'axe longitudinal de la munition suivant un angle  $\eta$  tel que  $\operatorname{tg} \eta = \frac{pd}{V}$  (11) où p est la vitesse de roulis, d est la  
30 distance entre l'axe de la munition et le centre de gravité de l'ailette (4) et V est la vitesse de la munition (1).
6. Munition selon la revendication 5, caractérisée en ce que chaque ailette (4) a une surface  $S_a$  définie par la relation

$$S_a = \frac{S_c C_{Nc}}{4C_{Na}} \cdot \frac{x_{F_0} - x_{F_1}}{x_{F_1} - L_a} \quad (10)$$

dans laquelle  $S_c$  est la surface du maître couple de la munition,  $C_{Nc}$  le coefficient de portance du corps de la munition,  $C_{Na}$  le coefficient de portance de l'ailette,  $x_{F_0}$  est la marge statique de la munition sans ailettes,  $x_{F_1}$  est la marge statique de la munition avec ailettes

5 et  $L_a$  le bras de levier de la portance ailettes.

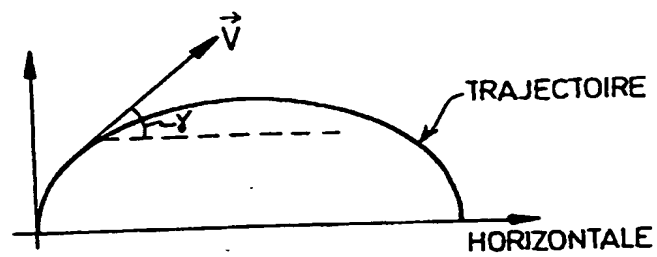


FIG.1

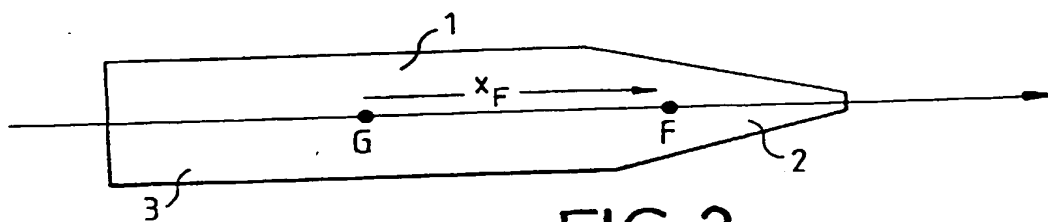


FIG.2

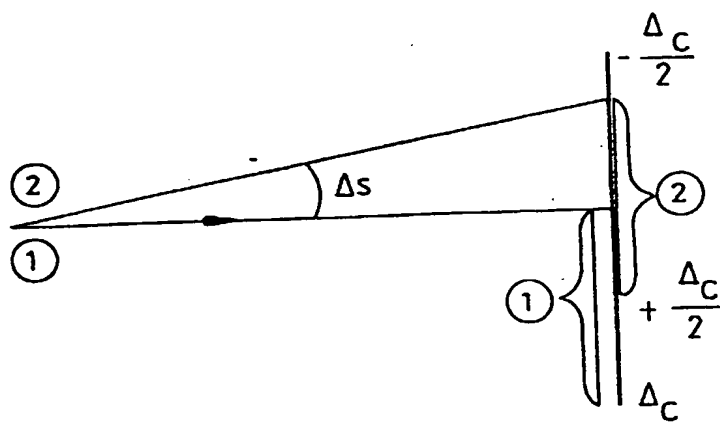


FIG.6



—  $U/(1+U^2)$

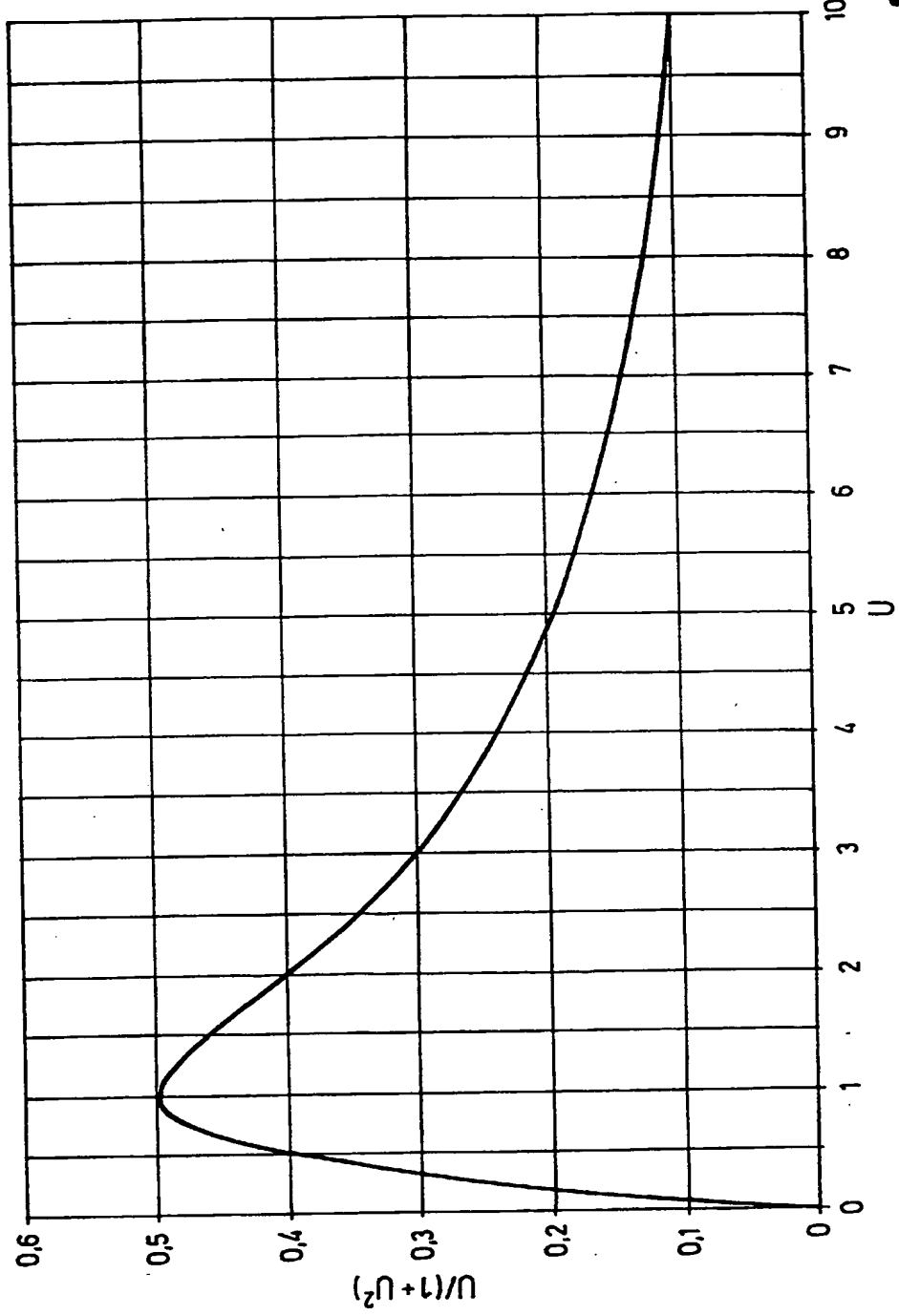


FIG. 3

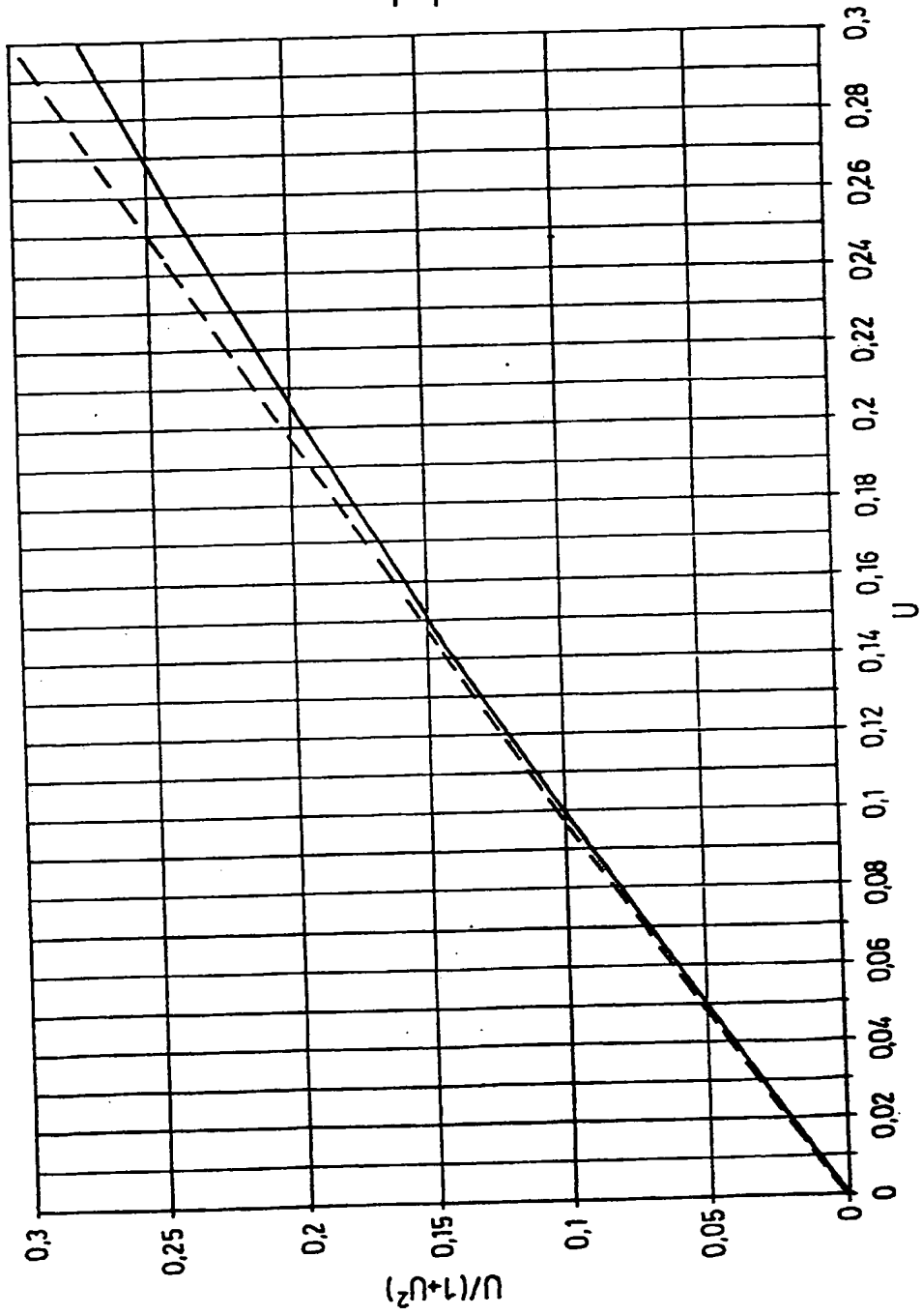
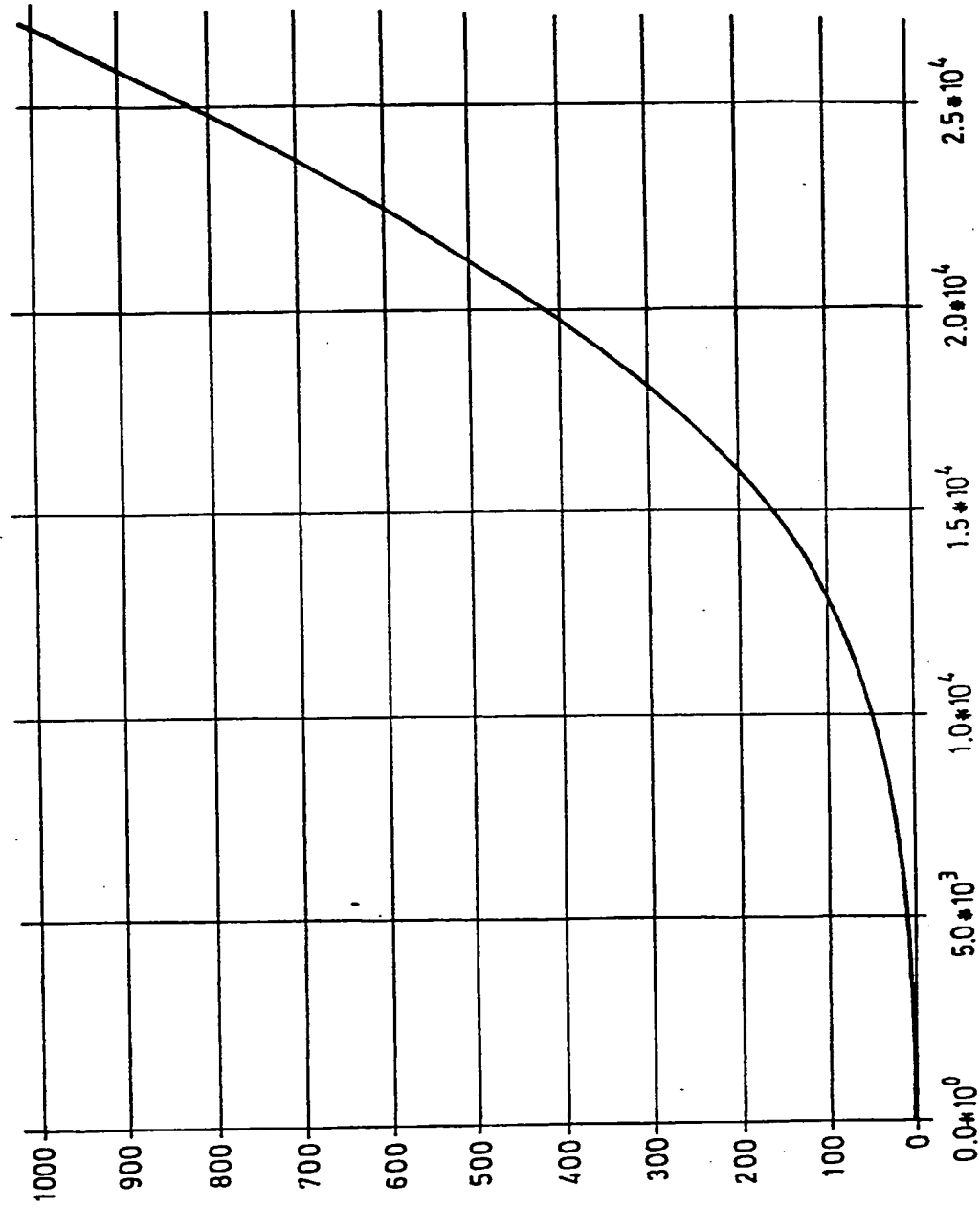
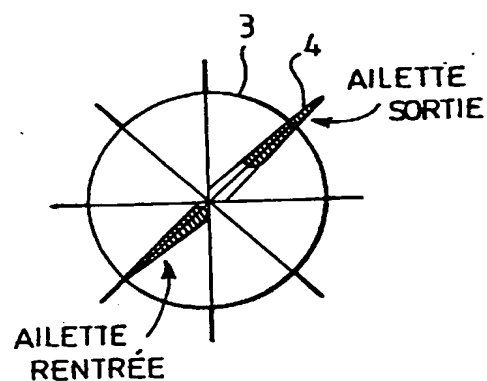
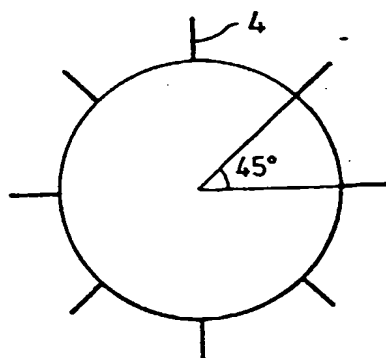
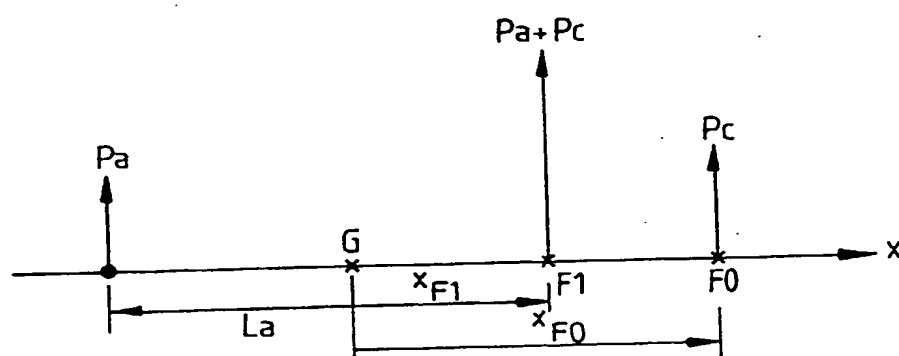
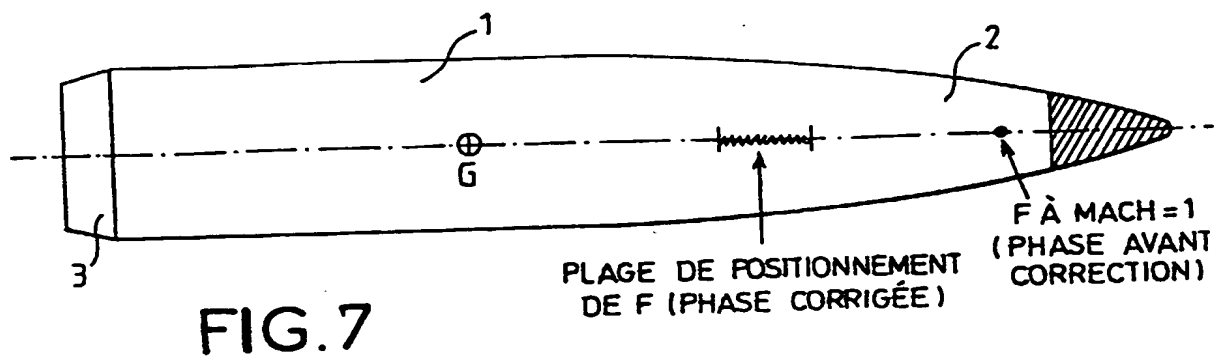


FIG.4

FIG.5





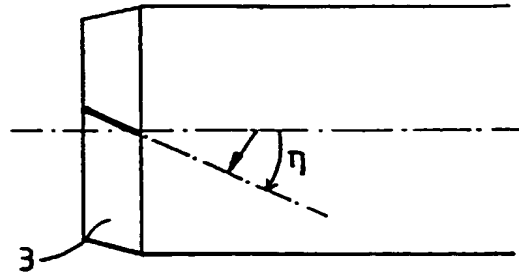


FIG. 11

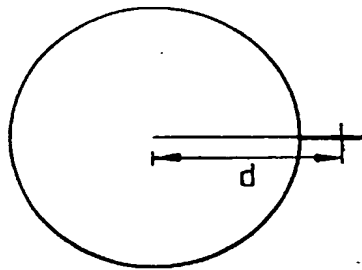


FIG. 12

INSTITUT NATIONAL

de la

PROPRIETE INDUSTRIELLE

RAPPORT DE RECHERCHE  
PRELIMINAIREétabli sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

FA 548884

FR 9707352

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
X	WO 81 00908 A (ANDERSSON K; BONDESSON S; BARTELSSON N) * page 3, ligne 22 - page 4, ligne 2 * * page 4, ligne 28 - page 5, ligne 8 * * page 6, ligne 12 - page 7, ligne 5; figure 3 *	1,2,4
X	US 5 398 887 A (WASSOM STEVEN R ET AL) * colonne 2, ligne 33-64 * * colonne 4, ligne 1-43 * * colonne 5, ligne 51-57; figure 1 *	1-4
A	DE 21 60 324 A (MESSERSCHMITT BOELKOW BLOHM) * le document en entier *	4
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int.CL.6)
		F42B
Date d'achèvement de la recherche		Examineur
20 février 1998		Van der Plas, J
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'au moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire		
T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant		